

PASSIVE SENSOR FOR MONITORING VIBRATION OF A COMBUSTION TURBINE BLADE

Publication number: JP11513801 (T)

Publication date: 1999-11-24

Inventor(s):

Applicant(s):

Classification:


- international: G01H1/00; G01H9/00; G01H1/00; G01H9/00; (IPC1-7): G01H9/00


- European: G01H1/00B2; G01H9/00


Application number: JP19970515815T 19960905


Priority number(s): WO1996US14421 19960905; US19950544347 19951017


Also published as:

 JP3488244 (B2)

 WO9714939 (A1)

 US5761956 (A)

 EP0856149 (A1)

 EP0856149 (B1)

more >>

Abstract not available for JP 11513801 (T)

Abstract of corresponding document: **WO 9714939 (A1)**

A passive blade vibration monitor sensor (50) for determining an arrival time of a blade (52) of a combustion turbine during operation, the sensor (50) includes an optical lens (42) which receives infrared radiation generated by the blade (52) of the turbine and generates a sensor signal from the received infrared radiation, the sensor signal indicating an arrival time of the blade (52) of the combustion turbine. Target material (54) having an emissivity lower than the emissivity of the blade (52) may be placed on the blade (52) to enhance sensor sensitivity especially shrouded blade environments.

Data supplied from the **esp@cenet** database — Worldwide

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公表特許公報 (A)

(11) 特許出願公表番号

特表平11-513801

(43) 公表日 平成11年(1999)11月24日

(51) Int.Cl.⁹

識別記号

F I

G 0 1 H 9/00

G 0 1 H 9/00

Z

審査請求 未請求 予備審査請求 有 (全 25 頁)

(21) 出願番号 特願平9-515815
(86) (22) 出願日 平成8年(1996)9月5日
(85) 翻訳文提出日 平成10年(1998)4月15日
(86) 国際出願番号 PCT/US96/14421
(87) 国際公開番号 WO97/14939
(87) 国際公開日 平成9年(1997)4月24日
(31) 優先権主張番号 08/544,347
(32) 優先日 1995年10月17日
(33) 優先権主張国 米国 (US)
(81) 指定国 EP(AT, BE, CH, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, L U, MC, NL, PT, SE), CA, JP, KR

(71) 出願人 ウェスチングハウス・エレクトリック・コーポレーション
アメリカ合衆国, ペンシルベニア州
15222, ピッツバーグ, ゲイトウェイ・センター, ウェスチングハウス・ビルディング (番地表示なし)
(72) 発明者 ビーソン, ロバート, ジェームズ
アメリカ合衆国, フロリダ州 32765, オビエド, ノルビュー・コート 2129
(72) 発明者 ツワードチリブ, マイケル
アメリカ合衆国, フロリダ州 32765, オビエド, ウッドクレスト・ウェイ 877
(74) 代理人 弁理士 加藤 紘一郎

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービン翼の振動をモニターする受動式センサ

(57) 【要約】

作動中のガスタービンの翼 (52) の到着時刻を決定する受動式翼モニター型センサ (50) を提供する。センサ (50) は、ガスタービンの翼 (52) の生じる赤外線を受け、受けた赤外線からのセンサ信号を発生する光学レンズ (42) を有し、センサ信号は、ガスタービンの翼 (52) の到着時刻を指示する。翼 (52) の放射率よりも低い放射率を有するターゲット材料 (54) を翼 (52) 上に配置すると、特にシュラウド付き翼環境中におけるセンサ感度を高めることができる。

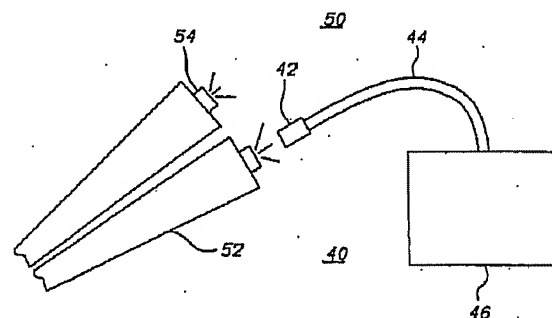


FIG. 2

【特許請求の範囲】

1. タービンの回転中にタービンロータの翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生する翼振動モニター（BVM）センサであって、タービンロータの翼によって生じた赤外線を受け、この赤外線に基づいて翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生するよう構成された光学レンズを有することを特徴とする翼振動モニター（BVM）センサ。
2. 光学レンズは、翼及びタービンロータの翼先端部に設けられたターゲット材料によって生じた赤外線を受け、翼及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成されていることを特徴とする請求項1記載の翼振動モニター（BVM）センサ。
3. 光学レンズはディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうち的一方であることを特徴とする請求項1記載の翼振動モニター（BVM）センサ。
4. 光学レンズに結合された光ファイバケーブル及び光ファイバケーブルに結合された信号調整装置をさらに有することを特徴とする請求項1記載の翼振動モニター（BVM）センサ。
5. 発電を行うためのガスタービンであって、複数の翼を有するタービンロータと、タービンロータに結合されていて、タービンロータの複数の翼によって生じた赤外線を受け、この赤外線に基づいて複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成された光学レンズを有することを特徴とするガスタービン。
6. 光学レンズは、複数の翼及びタービンロータの複数の翼の各々の先端部に設けられたターゲット材料によって生じた赤外線を受け、翼及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成されていることを特徴とする請求項5記載のガスタービン。
7. 光学レンズは、ディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうち的一方であることを特徴とする請求項5記載のガスタービン。
8. 光学レンズに結合された光ファイバケーブル及び光ファイバケーブルに結合された信号調整装置をさらに有することを特徴とする請求項5記載のガス

タービン。

9. 光学レンズは、放射線が任意の時点において主として複数の翼のうち1つだけから受けるよう制限された視野を有するよう構成されていることを特徴とする請求項5記載のガスタービン。

10. 発電を行うためのガスタービンであって、複数の翼を有するタービンロータと、タービンロータに結合されていて、複数の翼及びタービンロータの複数の翼の各々の先端部に設けられたターゲット材料によって生じた赤外線を受け、翼及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成され、さらに、赤外線が、任意の時点において複数の翼及び翼先端部に設けられたターゲット材料のうち一方だけから受けるよう制限された視野を有し、ディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうちの一方である光学レンズと、光学レンズに結合された光ファイバケーブルと、光ファイバケーブルに結合された信号調整装置とを有し、信号調整装置は、光学レンズによって生じたセンサ信号からの論理パルス信号を発生させることを特徴とするガスタービン。

11. タービンの回転中にタービンロータの複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるための受動式翼振動モニター（BVM）センサであって、ロータの翼によって生じた赤外線を受け、翼によって生じた赤外線に基づいて複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させ、放射線を任意の時点において主として複数の翼のうち1つだけから受けるよう制限された視野を有するよう構成された光レンズを有することを特徴とする受動式翼振動モニター（BVM）センサ。

12. 光学レンズは、複数の翼及びタービンロータの複数の翼の先端部に設けられたターゲット材料によって生じた赤外線を受け、翼及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成されていることを特徴とする請求項11記載の受動式翼振動モニター（BVM）センサ。

13. 光学レンズは、ディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうちの一方であり、光ファイバケーブルが光学レンズに結合され、信号調整装置が光ファ

イパーケーブルに結合されていることを特徴とする請求項 11 記載の受動式翼振動モニター (BVM) センサ。

14. タービンの回転中にタービンロータの複数の翼の到着時刻を表わす論理パルス信号を発生させるための受動式翼振動モニター (BVM) であって、タービンロータの複数の翼の各々の先端部に取り付けられたターゲットと、複数の翼及びタービンロータの複数の翼の先端部に取り付けられたターゲットによって生じた赤外線を受け、複数の翼及び複数の翼の先端部に取り付けられたターゲットによって生じた赤外線に基づいて複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させ、放射線を任意の時点において主として翼及び翼の先端部に取り付けられたターゲットのうち的一方から受けるよう制限された視野を有するよう構成されていて、ディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうち的一方である光学レンズと、光学レンズに結合された光ファイバケーブルと、光ファイバケーブルに結合された信号調整装置とを有し、信号調整装置は、光学レンズによって生じたセンサ信号から論理パルス信号を発生させることを特徴とする受動式翼振動モニター (BVM)。

15. 発電を行うためのガスタービンであって、各々が第 2 の複数の翼を有する第 1 の複数の翼を備えたタービンロータと、タービンロータに結合されていて、第 1 の複数の翼列の各々と整列するようタービンロータと結合された第 1 の複数の光学レンズとを有し、第 1 の複数の光学レンズの各々が、タービンロータの第 1 の複数の翼列のうち対応するものの第 2 の複数の翼によって生じた赤外線を受け、この赤外線に基づいて第 1 の複数の翼列のうち対応のものの第 2 の複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成されていることを特徴とするガスタービン。

16. 第 1 の複数の光学レンズは、第 2 の複数の翼及びタービンロータの第 1 の複数の翼列のうち対応のものの第 2 の複数の翼の各々の先端部に取り付けられたターゲット材料によって生じた赤外線を受け、翼及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて、第 1 の複数の翼列のうち対応のものの第 2 の複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成されていることを特徴とする請求項 15 記載のガスタービン。

17. 第1の複数の光学レンズの各々は、ディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうち的一方であることを特徴とする請求項16記載のガスタービン。
18. 第1の複数の光学レンズに結合された第1の複数の光ファイバーケーブルと、複数の光学レンズによって生じたセンサ信号から論理パルス信号を発生させるところで第1の複数の光ファイバーケーブルに結合された信号調整装置とをさらに有することを特徴とする請求項17記載のガスタービン。
19. 第1の複数の光学レンズは各々、放射線を任意の時点において主として第1の複数の翼列のうち対応のものの第2の複数の翼のうち1つだけから受けるよう制限された視野を有するよう構成されていることを特徴とする請求項18記載のガスタービン。
20. 発電を行なうガスタービンであって、各々が第2の複数の翼を有する第1の複数の翼列を備えたタービンロータと、第1の複数の翼列の各々と整列するようタービンロータと結合された第1の複数の光学レンズとを有し、第1の複数の光学レンズの各々が、第2の複数の翼及びタービンロータの第1の複数の翼列のうち対応したものの第2の複数の翼の各々の先端部に取り付けられたターゲット材料によって生じた赤外線を受け、翼及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて第1の翼列のうちの対応のものの第2の複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させ、放射線を任意の時点において主として第2の複数の翼及び第1の複数の翼列のうち対応したものの第2の複数の翼のうち1つの先端部のターゲット材料のうち一方からのみ受けるよう制限された視野を有するよう構成されており、第1の複数の光学レンズの各々がディスクリートレンズと勾配屈折率レンズのうち的一方であり、第1の複数の光ファイバーケーブルが第1の複数の光学レンズに結合され、信号調整装置が、第1の複数の光ファイバーケーブルに結合されていて、第1の複数の光学レンズによって生じたセンサ信号から論理パルス信号を生じさせることを特徴とするガスタービン。
21. タービンの回転中、タービンロータの翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させる翼振動モニター（BVM）センサであって、翼は第1の放射率を有し、BVMセンサは、翼先端部に取り付けられていて、翼の第1の放射率よりも低

い第2の放射率を有するターゲット材料と、翼及びタービンロータの翼の先端部のターゲット材料によって生じた赤外線を受け、翼及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成された光学レンズとを有することを特徴とする翼振動モニター（BVM）センサ。

22. ターゲット材料は、断熱セラミックであることを特徴とする請求項21記載の翼振動モニター（BVM）センサ。

23. ターゲット材料は本質的には、約8%イットリア安定化ジルコニアから成ることを特徴とする請求項22記載の翼振動モニター（BVM）センサ。

24. 翼の先端部のターゲット材料の層の下に位置したMCrAlY層をさらに有することを特徴とする請求項23記載の翼振動モニター（BVM）センサ。

25. タービンの回転中にタービンロータの翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させる翼振動モニター（BVM）センサであって、翼は第1の放射率を有し、BVMセンサは、本質的には翼の先端部に設けられた約8%イットリア安定化ジルコニアから成っていて翼の第1の放射率よりも小さな第2の放射率を有するターゲット材料と、翼の先端部のターゲット材料の層の下に位置したMCrAlY層と、翼及びタービンロータの翼の先端部のターゲット材料によって生じた赤外線を受け、翼及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成されていて、ディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうち的一方である光学レンズと、光学レンズに結合された光ファイバケーブルと、光ファイバケーブルに結合された信号調整装置とを有することを特徴とする翼振動モニター（BVM）センサ。

26. 第1の放射率を有する複数のシュラウド付き翼を有するタービンロータと、複数の翼のうち少なくとも1つの先端に取り付けられていて、複数の翼の第1の放射率よりも小さな第2の放射率を有するターゲット材料と、複数の翼及びタービンロータの複数の翼のうち少なくとも1つの先端部のターゲット材料によって生じた赤外線を受け、複数の翼の少なくとも1つ及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて複数の翼のうち少なくとも1つの到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成されていて、ディスクリートレンズと勾

配屈折率レンズのうち的一方である光学レンズと、光学レンズに結合された光ファイバケーブルと、光ファイバケーブルに結合された信号調整装置とを有することを特徴とするガスタービン。

27. ターゲット材料は、断熱セラミックであることを特徴とする請求項26記載の翼振動モニター（BVM）センサ。

28. ターゲット材料は本質的に、約8%イットリア安定化ジルコニアから成ることを特徴とする請求項27記載の翼振動モニター（BVM）センサ。

29. 翼の先端部のターゲット材料の層の下に位置したMCrAlY層をさらに有することを特徴とする請求項28記載の翼振動モニター（BVM）センサ。

30. 第1の放射率を有する複数のシュラウド付き翼を備えたタービンロータと、本質的に複数の翼のうち少なくとも1つの先端部に設けられた約8%イットリア安定化ジルコニアからなり、複数の翼の第1の放射率よりも小さな第2の放射率を有するターゲット材料、複数の翼のうち少なくとも1つの先端部のターゲット材料の層の下に位置したMCrAlY層と、複数の翼のうち少なくとも1つ及びタービンロータの複数の翼のうち少なくとも1つの先端部のターゲット材料によって生じた赤外線を受け、複数の翼のうち少なくとも1つ及びターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて複数の翼のうち少なくとも1つの到着時刻を表わすセンサ信号を発生させるよう構成されていて、ディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうち的一方である光学レンズと、光学レンズに結合された光ファイバケーブルと、光ファイバケーブルに結合された信号調整装置とを有することを特徴とするガスタービン。

31. タービンの回転中にタービンロータの複数のシュラウド付き翼の到着時刻を表わす論理パルス信号を発生させる受動式翼振動モニター（BVM）であって、複数の翼が第1の放射率を有し、BVMは、タービンロータの複数の翼の各々の先端部に取り付けられていて、複数の翼の第1の放射率よりも小さな第2の放射率を有するターゲット材料と、複数の翼及びタービンロータの複数の翼の先端部に取り付けられたターゲット材料によって生じた赤外線を受け、複数の翼及び複数の翼の先端部に取り付けられたターゲット材料によって生じた赤外線に基づいて複数の翼の到着時刻を表わすセンサ信号を発生させ、放射線を任

意の時点において主として複数の翼及び翼の先端部に取り付けられたターゲット材料のうち一方だけから受けるよう制限された視野を有するよう構成されていて、ディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうち的一方である光学レンズと、光学レンズに結合された光ファイバーケーブルと、光ファイバーケーブルに結合された信号調整装置とを有し、信号調整装置は、光学レンズによって生じたセンサ信号から論理パルス信号を発生させることを特徴とする受動式翼振動モニター（BVM）センサ。

32. ターゲット材料は断熱セラミックであることを特徴とする請求項31記載の翼振動モニター（BVM）センサ。

33. ターゲット材料は本質的に、約8%イットリア安定化ジルコニアから成ることを特徴とする請求項32記載の翼振動モニター（BVM）センサ。

34. 翼の先端部のターゲット材料の層の下に位置したMCrAlY層をさらに有することを特徴とする請求項33記載の翼振動モニター（BVM）センサ。

【発明の詳細な説明】

ガスタービン翼の振動をモニターする受動式センサ

発明の分野

本発明は、タービンロータの翼、特にガスタービン翼の振動をモニターするのに用いられるセンサに関する。

発明の背景

例えば図1 A及び図1 Bに示すようなタービン装置は、ロータの翼、即ち動翼34に機械的エネルギーを与えるために加圧された低密度のガスを用いている。加圧ガスがタービン中で膨張すると、ロータはタービンロータの翼34経由でロータのシャフトにトルクの形態の機械的エネルギーを生じさせる。タービン装置に用いられる通常のガスとしては、大気（主として窒素）及び蒸気（ H_2O ）がある。

ガスタービン10、20では、高圧（HP）ガスは、タービンロータ区分内に入る前に燃料32の燃焼によって加熱される。その結果、HPガスの温度は、タービン20のロータの翼34に沿って流れる前に大幅に上がる。例えば、図1 Bに示すタービン20は、8段軸流圧縮機、燃焼室及び3段軸流タービン部を有している。このタービン20内では、空気は空気入口22内へ引き込まれ、静翼24及び圧縮機翼26によって圧縮される。圧縮されたHP空気は、燃料入口32のところで燃料が加えられる燃焼室28内で加熱される。HP高温空気は、タービンの翼34に沿って流れ、タービンのシャフト38の回転を引き起こす。最終的には、低圧低温の空気（気体）は、タービン排気部36内へ流れる。

タービン20内で空気は、約843℃に加熱され、その後、タービンの翼34に沿って流れる。このタービン20の通常作動中、タービン20のシャフト38の速度は、毎分約22,300回転（RPM）（発電用タービンについては、3,600RPM）である。大規模発電に用いられる商用ガスタービンでは、通常作動中のタービンシャフトの速度は約3,600RPMである。通常の負荷が加わっている間、中、タービンに課される厳しい条件、特にタービンのシャフト38の回転のための支持手段となるタービンプレード34に加わる大きな応力に

より、タービンロータの翼の状態をモニターするための装置が開発された。特に、作動中のタービンロータの翼の振動レベルを測定するための翼振動モニター（BVM）が開発された。例えば、本出願人に譲渡された米国特許第4,573,358号、第4,757,717号、第4,922,757号、第5,148,711号、第4,887,468号及び第4,896,537号に記載されたBVMを参照されたい。なお、かかる米国特許の内容を本明細書の一部を形成するものとしてここに引用する。

タービン翼の振動レベルを決定するため、BVMセンサは、翼列について翼到達時刻を計測する。例えば、タービン20は、翼34からなる3つの翼列を有し、かくして、1又は2以上のBVMセンサを用いると各翼列について翼到達時刻を計測できる。タービンロータに設けられた翼の本数及びシャフトの回転速度に応じて、正確な翼到達時刻を決定することができる。もし計測して得た翼の到達時刻が予想到達時刻と比べて早いか或いは遅いと、翼は振動を生じているに違いなく、即ち翼は振動に起因してその通常且つ公称位置からずれている。タービンロータ翼の到達時刻を計測するため、BVM装置は、翼の到達時刻を表わす信号を発生するセンサを利用している。センサ信号は、BVMセンサ信号調整装置によってさらに処理され、この信号調整装置は翼の到達時刻を表わす論理パルスを有するパルス信号を発生する。論理パルス信号はBVM解釈装置によって評価され、この解釈装置によって翼の振動レベルが決定される。

公知のBVMセンサとしては、電気センサ、レーザ利用センサ、マイクロ波センサ、音響センサ及び容量性センサがある。しかしながら、これら公知のセンサはいずれも、ガスタービン（CT）環境に用いるには望ましくない。特に、電気センサは、翼が非常に近接して通り過ぎる際にセンサ近傍の磁気環境の変化を検出することによって翼到達時刻を計測する。電気センサとしては、磁気抵抗センサ及び渦電流センサがある。磁気抵抗センサは、磁気抵抗の変化が翼の到達を指示する場所で磁気抵抗の変化を検出するコイル及び永久磁石を利用している。渦電流センサは、翼の表面上に渦電流を生じさせて翼の到着を判定する能動コイルを利用している。

これら電気センサはガスタービンの高温環境では使えない。というのは、セン

サの銅線は、高価なセラミック被覆がなければ高温に耐えることができないからである。加うるに、磁気は、高温のために磁気抵抗が劣化する。加うるに、かかるセンサ、特に渦電流センサでは帯域幅が限られており、これらセンサによって得られる測定精度が制限される。

レーザ利用センサは、列状に並んだ翼の到達時刻を決定し又は計測する2つのシステムを用いている。2つのシステムのうち一方は、一端が翼列の回転領域の近くでタービン内に挿入される光ファイバケーブルを有する。光ファイバケーブルの他端は、レーザに取り付けられる。光ファイバケーブルは、レーザによって生じたレーザビームを翼列の翼先端又はフェースに差し向ける。レーザ利用センサの第2のシステムは、これ又翼列の回転領域の近くでタービン内に配置される光検出器を含む。第2のシステムは、レーザによって生じ、翼列からの放射線の反射を光検出器に集束させる。光検出器は、ビームの集束反射部分に基づいて翼の到着時刻又は通過時刻を指示する信号を発生する。

レーザ利用センサもまた、ガスタービン環境では使えない。その理由の第1は、レーザシステムが周囲環境に非常に敏感であり、かくしてガスタービン環境における長期間の使用が限られていることにある。その上、レーザ利用センサは高価である。レーザ利用システムの取付け及び保守、即ちレーザとファイバオプティックスとの間の重要な光学的アライメントの初期取付け及び保守は労働力が非常にかかる。最後に、2以上の翼列について到達時刻を測定するためには、多数のレーザ又は手の込んだ光学的多重化素子が必要である。

音響センサは、タービン中で膨張しているガスを通過する翼によって下流側に生じる音波を計測するトランスデューサを利用している。音響センサの使用もガスタービン環境では許容できない。市販のトランスデューサは、ガスタービンの高温環境に耐えることができない。さらに、翼によって生じた音波は、タービンの温度及び翼に加わる荷重の影響を受けやすい。最後に、音響センサは、タービンの翼によって生じた音波からの翼のずれを実際には計測できない。

したがって、ガスタービンの環境に耐えることができる正確で安価なBVMセンサが要望されている。詳細に述べると、センサは、シャフト回転速度がガスタービン環境中において3,600RPM~22,300RPMまでの範囲にわた

るタービン翼到達時刻を計測することができなければならない。

発明の概要

本発明の目的は、ガスタービンの環境に耐えることができる正確で安価なBVMセンサを提供することにある。例示の実施形態では、BVMセンサは、光学レンズを有する。光学レンズは、タービンの翼によって生じた赤外線を受けるよう構成されている。光学レンズは、受けた赤外線に基づいて翼の到達時刻を表わすセンサ信号を発生する。光学レンズは又、翼及びタービンの翼先端に設けられたターゲット材料によって生じた赤外線を受けるよう構成してもよい。この場合も、光学レンズは、翼の到達時刻を表わすセンサ信号を発生する。しかしながら、この形態では、信号は翼及びその先端に設けられたターゲット材料によって生じる赤外線に基づいている。理想的には、翼は第1の放射率を有し、ターゲット材料は翼の第1の放射率とは相当異なる第2の放射率を有する。加うるに、理想的にはターゲット材料は、本質的に8%イットリア安定化ジルコニアからなる断熱セラミックである。また、適切な接合を容易にするためにターゲット材料と翼先端部との間にはMCrAlY層を設けるのがよい。

本発明の別の実施形態では、センサは、タービンの複数の翼によって生じた赤外線を受けるよう構成されている。この形態では、センサは、受けた赤外線に基づいて複数の翼の到達時刻を表わすセンサ信号を発生する。

本発明のいずれの実施形態においても使用される光学レンズは、ディスクリート又は勾配屈折率レンズであるのがよい。加うるに、光学レンズを光ファイバケーブルに結合するのがよい。数個の光学レンズを用いると、ガスタービンの異なる翼列と関連した翼到達時刻を計測することができる。

図面の簡単な説明

図1A（従来技術）は、ガスタービンシステムの略図である。

図1B（従来技術）は、ガスタービンシステムの横断面図である。

図2は、本発明によるBVMシステムの例示の実施形態を示す略図である。

図3Aは、本発明の特徴としてターゲット材料が設けられていない翼から放出された赤外線に基づいて例示のBVMセンサによって生じた信号のグラフ図である。

図 3 B は、本発明の特徴としてターゲット材料が設けられた翼から放出された赤外線に基づいて例示の BVM センサによって生じた信号のグラフ図である。

図 3 C は、本発明による例示の BVM センサ信号調整装置によって生じた信号のグラフ図である。

好ましい実施形態の詳細な説明

図 2 は、本発明による翼振動監視システム又は BVM システム 40 を示している。システム 40 は、検出装置又は BVM センサ 50 及び BVM センサ信号調整装置 46 を有している。信号調整装置 46 によって生じた信号は、公知の BVM 解釈装置（図示せず）によって処理されて振動レベルが得られる。本発明の例示の形態では、BVM センサ 50 は、光学的集束レンズ 42 及び集束レンズ 42 に結合された光ファイバケーブル 44 を有している。BVM センサ 50 のこの実施形態はまた、翼先端部 50 に取り付けられた翼材料とは著しく異なる放射率を備えた受動式光放出ターゲット 54 を有している。本発明の例示の実施形態では、ターゲット 54 は、翼 52 よりも少ない赤外線を放出する。

上述のように、ガスタービンでは、高圧（HP）ガスは、タービンロータの翼を通して流れる。本発明の例示の実施形態では、ガスは、翼 52 と翼に取り付けられたターゲット 54 の両方を昇温させる。ターゲット 54 と翼 52 は両方とも、周囲温度及び材料の組成に応じて予測できる出力スペクトルの赤外線を放出する。光学レンズ 42 は、タービン内の翼列に沿って差し向けられている。ターゲット 54 付きの翼 52 が光学レンズ 42 を通り過ぎる際に、翼 52 及びターゲット 54 は、異なる放射率に起因して異なる強度の赤外線を放出する。光学レンズ 42 は、翼 54 及びターゲット 54 によって生じた放射線を透過させるよう構成されている。

特に、光学レンズ 42 は、到達時刻の正確な計測値を得るのに十分な放射線を翼 52 及びターゲット 54 から受けるよう構成されている。加うるに、光学レンズ 42 は、ターゲット 54 付き翼 52 が一本だけいつでもレンズの視野に入るよう構成されている。上述のように、例示の実施形態では、レンズ 42 は、翼 52 及びターゲット 54 によって生じた赤外線を透過するよう構成されている。別の実施形態では、光学レンズ 42 を、タービンロータの翼 52 の先端部によって生

じた赤外線だけを透過させるよう構成してもよく、かくしてターゲット54が不要になる。本発明の例示の実施形態では、光学レンズ42は、ディスクリート又は勾配屈折率レンズであるのがよい。それにもかかわらず、光学レンズ42は、高温状態のタービン翼52の先端部か或いは翼52の先端部とターゲット材料54の組合せかのいずれからでも放出された赤外線を光ファイバー44中へ結合する。

図3Aは、ターゲット材料の設けられていない高温翼先端部がレンズの視野に入った時に光学レンズ42によって生じる光信号の略図である。信号のピーク又は中央部分は、翼52の先端部がレンズ42の視野の中心に入った時を示している。翼52の温度が増加するにつれ、その放射線のエネルギーレベルも増加する。その結果、BVMセンサ42は、タービンシステムの温度が増加するにつれ強度が大きくなった、かくして精度が高くなったセンサ信号を発生するであろう。ガスタービン翼は通常は、比較的高い放射率のニッケル系材料で作られている。放射率は、0.0~1.0の尺度で約0.7~0.8である。かくして、翼52は、所与の温度で比較的高レベルの輻射熱エネルギーを放出するであろう。

先端部にシュラウドが取り付けられたタービン翼52を有するガスタービンシステムでは、代表的には区分的連続外側シュラウドリングが、各翼の先端部のところでシュラウドセグメントによって形成されている。自立形タービン翼とは異なり、この外側シュラウドリングは、各翼に対応していて、翼がセンサ42を通過する度に赤外線の測定可能な変化を生じさせるのに十分な幾何学的不連続部を有していない。かかる先端部シュラウド付きタービン翼構成のBVM検出を容易にするために、外側シュラウドセグメントの放射率とは測定可能なほど異なる放射率を備えた材料で作られたターゲット54が、各翼の外側シュラウドセグメントに取り付けられている。

上述のように、ガスタービン翼は、比較的高い放射率を有している。したがって、翼52の放射率よりも著しく低い放射率を備えたターゲット材料54が選択される。その目的は、各翼52がセンサ42を通過するときに測定可能なほど異なる放射率を生じさせるためである。作動中、ターゲット材料54を備えた翼先端部52が本発明のセンサ42の前を通過するとき、レベルが減少した赤外線を

受け、この減少を利用してタービン翼52の到達又は通過を判定又は指示する。図3Bは、翼52（及びシュラウド）の放射率よりも低い放射率のターゲット材料54がレンズの視野に入ったときに光学レンズ42によって生じる光信号の略図である。信号の谷部は、翼先端部52に設けられたターゲット材料54がレンズ42の視野の中心に入った時を指示している。ガスタービンの温度が増加するにつれ、ターゲット材料54によって放出される放射線のエネルギーレベルとシステムの残部（翼先端部及びシュラウド）の放射線エネルギーレベルとの差が大きくなる。その結果、BVMセンサ42は、タービンシステムの温度が増加するにつれて精度が高くなるセンサ信号を発生することになる。ターゲット材料54をシュラウド付き翼形式ではないガスタービンシステムにも使用できることは注目される。図3Bに示す信号と類似の信号が、システムの翼先端部52とターゲット材料54の放射率の差に起因して、シュラウドが設けられていないタービン翼システムによって生ずるであろう。

本発明の好ましい実施形態では、ターゲット材料54は、翼52の先端部に被覆された断熱セラミック（「TBC」）である。TBCは、測定されるべき各翼先端部52の適当な表面上に配置されている。好ましいTBCは、8%イットリア安定化ジルコニアである。加うるに、MCrAlYのコーティングが好ましくは、8%イットリア安定化ジルコニアと翼表面52との間に配置され、翼先端部52の表面とTBCとの適切な接合を容易にしている。TBCの放射率は約0.4%である。上述のように、ニッケル系金属の放射率は、約0.7~0.8%である。この放射率の違い（0.4%に対して0.7~0.8%）は、図3Bに示す谷部が生ずる原因である。

光学レンズ42（例えば、図3A及び図3Bに示す）によって生じ、光ファイバケーブル44内に結合されるセンサ信号又は光信号は、BVMセンサ信号調整装置46及びBVM解釈装置によって処理される。BVMセンサ信号調整装置46及びBVM解釈装置は、例えば上述の米国特許第4,573,358号、第4,757,717号、第4,922,757号、第5,148,711号、第4,887,468号及び第4,896,537号に開示されているように翼が通過したことを表わす入力信号から振動情報を引き出すことができる公知の処理

回路の任意タイプのものであるのがよい。

注目されることとして、BVMセンサ42はまた、センサ信号の強度に応じて他の情報、例えば翼及びターゲット材料の温度を得るのに用いることもできる。光ファイバケーブル44を使用しているので、BVMセンサ信号調整装置46及びBVM解釈装置を、ガスタービンの高温環境から遠く離れて配置することができる。かくして、本発明のBVMセンサ42は、BVMセンサ信号調整装置46及びBVM解釈装置の損傷を防ぐのに役立つと共にその修理を容易にすることができる。

先に述べたように、BVMセンサ信号調整装置46は、センサ信号を論理パルス信号に変換する。論理パルス信号は、論理パルス信号に基づいて振動レベルを発生させるような標準型BVM解釈装置（例えば、上述の米国特許に記載されている装置）との相性がよい。本発明の好ましい実施形態では、BVMセンサ信号調整装置46は高温計を有している。高温計は、公知の信号調整装置、例えば上述の米国特許に記載された装置に用いられている零交叉形検出器に代えて用いられている。高温計に代えて上述の米国特許に記載されているような基準レベル検出器を用いてもよい。かくして、信号調整装置46は、BVMセンサ50によって生じた赤外線パルスを受けて論理パルス信号を発生させるトランスデューサとして働く。ターゲット材料54を用いるシステムでは、BVMセンサ信号調整装置46は、信号の各谷部について論理パルス信号を発生する。図3Cは、本発明によるBVMセンサ信号調整装置46によって生じた論理パルス信号のグラフ図である。

ターゲット材料54を用いていないシステムに関しては、パルスの中心は、センサ信号の立上り部に位置している（例えば、図3Aに示す）。パルスは、翼先端部52の正確な到着時刻を指示する。ターゲット材料54を用いているシステムに関しては、パルスの中心は、センサ信号の立下り部に位置している（例えば、図3Bに示す）。かくして、パルスは、翼先端部52に設けられたターゲット材料54の正確な到着時刻を指示する。論理パルス列又は論理パルスの時系列は、BVM解釈装置によって処理されてシステムの翼の振動レベルが決定される。

上述のように、タービンシステムは、2列以上の翼を有する場合がある。本発

明では、光ファイバケーブル44に結合された光学レンズ42を、タービンの翼列の各々の上に整列させるのがよい。1又は多数のBVMセンサ信号調整装置46を用いると、翼列の各々について論理パルス信号を発生することができる。次に、標準型BVM解釈装置を用いると、タービンシステムの各翼列の振動レベルを判定することができる。

本発明を例示の実施形態を用いて説明したが、特許請求の範囲に記載された本発明の精神及び範囲は請求項に記載されていない事項によっては限定されない。

【図1】

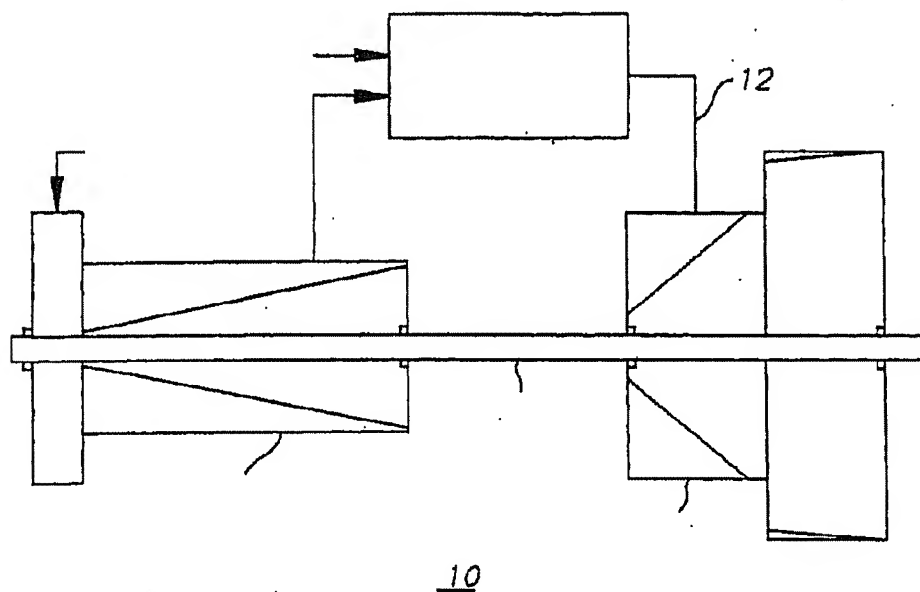


FIG. 1A

従来技術

【図2】

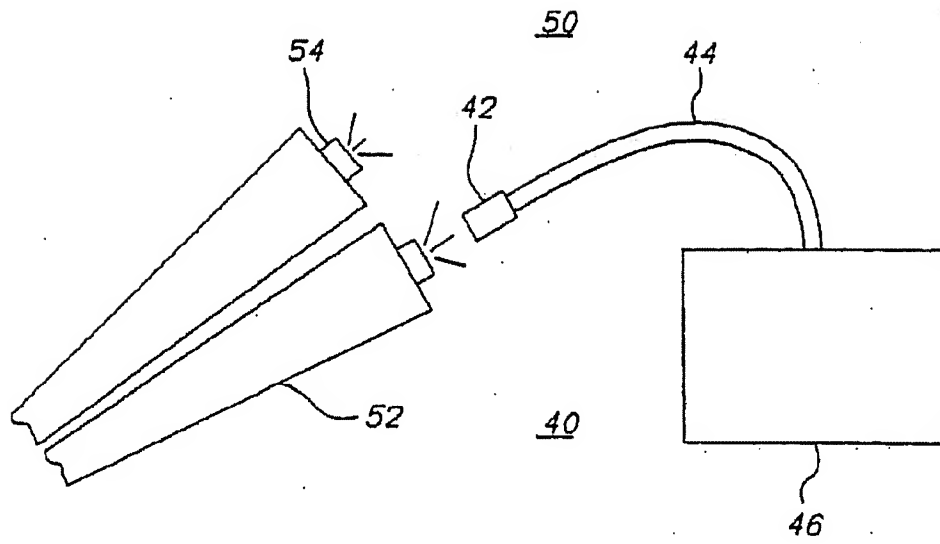
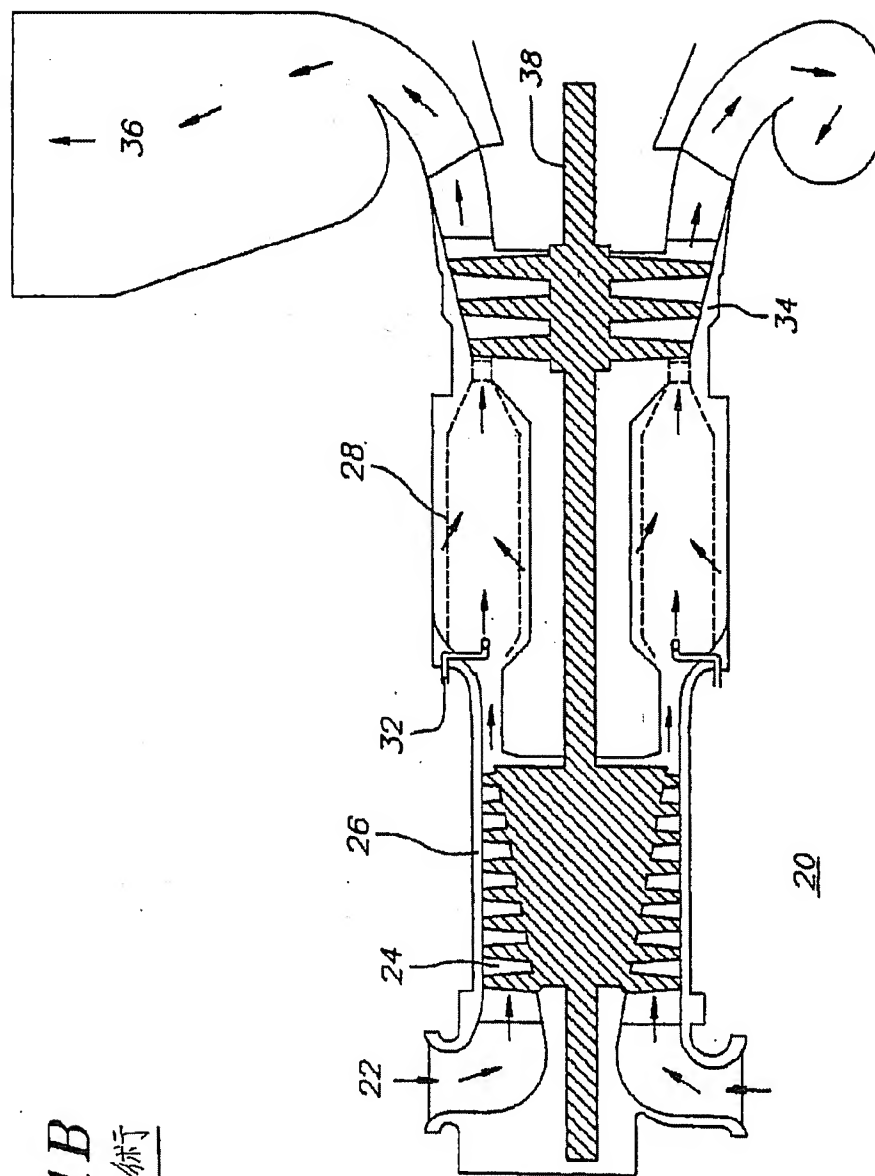


FIG. 2

FIG. 1B
従来技術



【図1】

【図3】

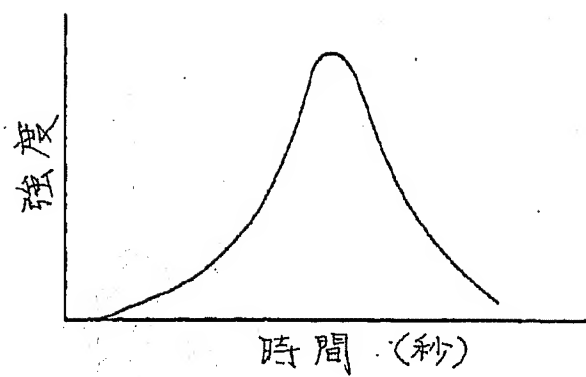


FIG. 3A

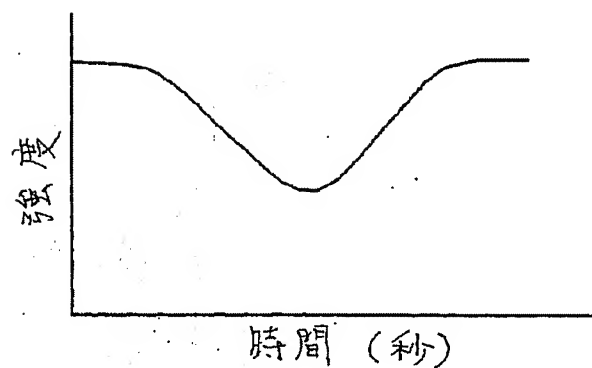


FIG. 3B

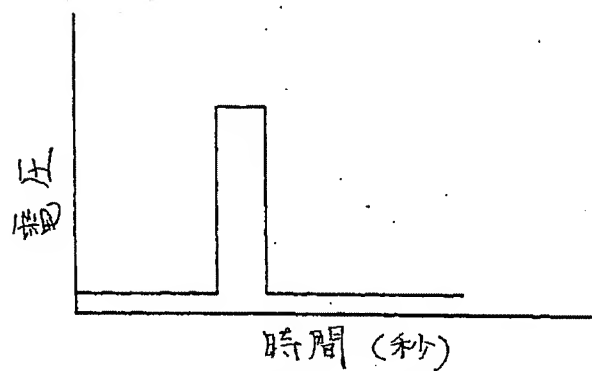


FIG. 3C

【手続補正書】特許法第184条の8第1項

【提出日】1997年10月23日

【補正内容】

請求の範囲

1. タービン (20) の翼 (34) から放射線を受ける検出装置と、検出装置からの放射線を受ける信号調整装置とを有する翼振動監視システム (50) において、赤外線が発生するタービン (20) の翼 (52) の第1の材料と、翼 (52) が近くを通過する際に前記赤外線を受けるレンズ (42) と、レンズ (42) に結合されていて、赤外線を伝送する光ファイバ (44) と、光ファイバに結合されていて、前記赤外線を受け、前記赤外線の変化を翼の到着時刻を表す信号に変換する信号調整装置 (46) とを有することを特徴とする翼振動監視システム。
2. 翼上に設けられ、翼 (52) の第1の材料とは異なる赤外線放射率を有するターゲット材料 (54) を更に有し、信号調整装置 (46) は、ターゲット材料 (54) 及び翼 (52) から受けた赤外線の変化に応答して前記信号を発生するよう動作できることを特徴とする請求項1記載の翼振動監視システム。
3. レンズ (42) は、ディスクリートレンズ及び勾配屈折率レンズのうち的一方であることを特徴とする請求項1記載の翼振動監視システム。
4. ターゲット材料 (54) は、断熱セラミックであることを特徴とする請求項2記載の翼振動監視システム。
5. ターゲット材料 (54) は本質的に、約8%イットリア安定化ジルコニアから成ることを特徴とする請求項4記載の翼振動監視システム。

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No.
PCT/US 96/14421

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER IPC 6 G01H1/00		
According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC		
B. FIELDS SEARCHED Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols) IPC 6 G01H		
Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched		
Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	SENSORS AND ACTUATORS A, vol. A32, no. 1 / 03, 1 April 1992, pages 539-542, XP000287371 ANDRENELLI L ET AL: "LARGE-BANDWIDTH REFLECTION FIBER-OPTIC SENSORS FOR TURBOMACHINERY ROTOR BLADE DIAGNOSTICS" see figures 1,2	1,3,4
A	US,A,5 201 227 (IINUMA HIDEYASU ET AL) 13 April 1993 see column 2, line 5 - line 17; figure 1	1
A	US,A,4 914 953 (VISOVICH PAUL W) 10 April 1990 see abstract; figure 2	1,2
-/--		
<input checked="" type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of box C. <input checked="" type="checkbox"/> Patent family members are listed in annex.		
* Special categories of cited documents: *A* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance *E* earlier document but published on or after the international filing date *I* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified) *O* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means *P* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed *T* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention *X* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone *Y* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art *Z* document member of the same patent family		
Date of the actual completion of the international search 12 December 1996		Date of mailing of the international search report 20. 12. 96
Name and mailing address of the ISA European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2 NL - 2280 HV Rijswijk Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl, Fax (+31-70) 340-3016		Authorized officer Anderson, A

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

In. ional Application No
PCT/US 96/14421

C.(Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US,A,4 408 827 (GUTHRIE RICHARD W ET AL) 11 October 1983 see column 1, line 36 - line 55 see column 2, line 47 - line 57; figure 1 ---	1
A	US,A,4 757 717 (WOLFINGER JOHN F ET AL) 19 July 1988 cited in the application ---	
A	US,A,4 573 358 (LUONGO MICHAEL C) 4 March 1986 cited in the application ---	
A	US,A,4 896 537 (OSBORNE ROBERT L) 30 January 1990 cited in the application ---	
A	US,A,4 887 468 (MCKENDREE FRANCIS S ET AL) 19 December 1989 cited in the application ---	
A	US,A,5 148 711 (TWERDOCHLIB MICHAEL ET AL) 22 September 1992 cited in the application ---	
A	US,A,4 922 757 (ROZELLE PAUL F ET AL) 8 May 1990 cited in the application -----	

Form PCT/ISA/210 (continuation of second sheet) (July 1992)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

In International Application No
PCT/US 96/14421

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US-A-5201227	13-04-93	EP-A- 0558843	08-09-93
US-A-4914953	10-04-90	CA-A- 2002280 JP-A- 2171618	07-05-90 03-07-90
US-A-4408827	11-10-83	NONE	
US-A-4757717	19-07-88	NONE	
US-A-4573358	04-03-86	CA-A- 1234201 EP-A- 0179618 JP-C- 1766141 JP-B- 4054803 JP-A- 61101605 KR-B- 9410053	15-03-88 30-04-86 11-06-93 01-09-92 20-05-86 21-10-94
US-A-4896537	30-01-90	CA-A- 1331491 CN-A- 1039114 JP-A- 2023208	16-08-94 24-01-90 25-01-90
US-A-4887468	19-12-89	CA-A- 1329848 CN-A- 1039111 JP-A- 2027103	24-05-94 24-01-90 29-01-90
US-A-5148711	22-09-92	CA-A- 2054598 ES-B- 2038918 IT-B- 1251959 JP-A- 4362206	02-05-92 16-01-95 27-05-95 15-12-92
US-A-4922757	08-05-90	CN-A- 1038700 JP-A- 2103423	10-01-90 16-04-90

Form PCT/ISA/210 (patent family annex) (July 1992)

フロントページの続き

(72)発明者 ケイン, ジェフリー, アーサー
アメリカ合衆国, フロリダ州 32766, チ
ャルオタ, セクレタリアット・プレース
1335

